

THOMSON

DELPHION

RESEARCH

PRODUCTS

INSIDE DELPHION

[Log Out](#) | [Work File](#) | [Save Searches](#)

[My Account](#) | [Products](#)

Search: [Quick/Number](#) [Boolean](#) [Advanced](#)

The Delphion Integrated View

Buy Now: ☒ PDF | [More choices...](#)

Tools: Add to Work File: [Create new Wor](#)

View: [INPADOC](#) | Jump to: [Top](#)

[Em](#)

Title: JP2001065367A2: DEVICE AND METHOD FOR COOLING ROTARY P
TURBINE

Country: JP Japan
Kind: A2 Document Laid open to Public inspection !

Inventor: SCHROEDER MARK STEWART;
 BUTKIEWICZ JEFFREY JOHN;

Assignee: GENERAL ELECTRIC CO <GE>
[News, Profiles, Stocks and More about this company](#)

Published / Filed: 2001-03-13 / 2000-05-31

Application Number: JP20002000161310

IPC Code: F02C 7/18; F01D 25/12;

Priority Number: 1999-08-04 [US1999000368121](#)



Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a cooling system for a turbo machine capable of decreasing a parasitic cooling flow by markedly reducing work required for cooling a rotary part.

SOLUTION: A cooling system for a turbo machine includes a compressor extracting path 42 supplying extracted cooling air to an almost axial direction extended passage 44 separated in a plurality of circumferential directions communicating with a cavity 38 in an inner side barrel 39, a flange 36 of a turbine rotor and a flange 34 of a compressor rotor are fixed to each other in the inner side barrel. An outlet end of the passage has a turn device 50 changing a direction of a flow from an almost axial direction to a tangential direction which is the direction of rotation of a connection rotor. A leak seal 48 is provided between the rotor and a fixed part, a pressure drop is generated between a plenum and a cavity, to increase a speed of air flowing in the cavity. As a result, cooling air is supplied to the cavity at a tangential speed approximate to a rotor speed, a loss of air is reduced also a temperature is decreased, and performance of the turbo machine is improved.

COPYRIGHT: (C)2001,JPO

INPADOC None **Buy Now:** [Family Legal Status Report](#)

Legal Status: AT BE CH CY DE DK ES FI FR GB GR IE IT LI LU MC NL PT SE

Designated Country:

Family: [Show 6 known family members](#)

Other Abstract DERABS G2001-149582

Info:



[Nominate](#)

[this for the Gallery...](#)

© 1997-2003 Thomson Delphion [Research Subscriptions](#) | [Privacy Policy](#) | [Terms & Conditions](#) | [Site Map](#) | [Conta](#)

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号
特開2001-65367
(P2001-65367A)

(43) 公開日 平成13年3月13日 (2001.3.13)

(51) Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	ターボ機 (参考)
F 0 2 C 7/18		F 0 2 C 7/18	A
F 0 1 D 25/12		F 0 1 D 25/12	E

審査請求 未請求 請求項の数 6 O L 外国語出願 (全 17 頁)

(21) 出願番号 特願2000-161310(P2000-161310)

(22) 出願日 平成12年5月31日 (2000.5.31)

(31) 優先権主張番号 09/368121

(32) 優先日 平成11年8月4日 (1999.8.4)

(33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 390041542

ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
GENERAL ELECTRIC CO
MPANY

アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケー
クタディ、リバーロード、1番

(72) 発明者 マーク・スチュアート・スコダー

アメリカ合衆国、ノース・カロライナ州、
ヘンダーソンビル、ビー・ツリー・ウェ
イ、100番

(74) 代理人 100093908

弁理士 松本 研一

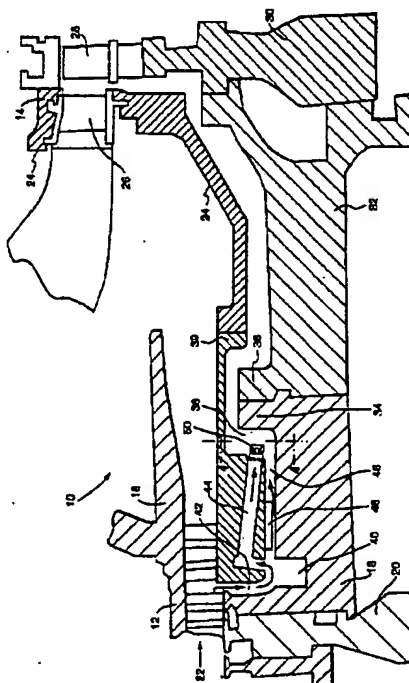
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービンにおける回転部品を冷却するための装置及び方法

(57) 【要約】

【課題】 回転部品の冷却に要する仕事を大幅に低減して寄生冷却流を低減できるターボ機械用冷却システムの提供

【解決手段】 ターボ機械用冷却システムは、内側バレル (39) 内のキャビティ (38) と連通した複数の円周方向に離隔した略軸方向延在通路 (44) へと抽気冷却空気を供給する圧縮機抽気路 (42) を含んでおり、内側バレル内ではタービンロータのフランジ (36) と圧縮機ロータのフランジ (34) が互いに固定されている。通路の出口端は、流れの向きを略軸方向から結合ロータの回転方向である接線方向へと転向させる旋回装置 (50) を有する。ロータと固定部品の間には漏れシール (48) が設けられ、プレナムとキャビティの間に圧力降下を生じさせ、キャビティ内に流入する空気速度を増大させる。その結果、冷却空気はロータ速度に近い接線速度でキャビティに供給され、風損が低減するとともに温度が低くなって、ターボ機械の性能が向上する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 タービン(14)と、圧縮機(12)

と、キャビティ(38)内で軸を中心に回転する部品(34、36)と、該回転部品及びキャビティの周囲の固定部品(39)とを有するターボ機械における冷却システムであって、

上記回転部品を冷却するため圧縮機の吐出空気の一部を分岐する抽気路(42)、

抽気を上記キャビティ内へと流すため上記抽気路と連通した複数の別個の略軸方向に延在する通路(44)、及び回転部品を冷却するため上記キャビティ内に流れ込む抽気の向きを略円周方向及び上記回転部品の回転方向へと転向させるための上記通路内のベーン(54)を含んでなる冷却システム。

【請求項2】 前記抽気路と前記キャビティの間に漏出流経路(46)を含んでいて、該漏出流経路内の前記固定部品と前記回転部品の間の漏れシール(48)が前記抽気路と前記キャビティの間に圧力降下を引き起こしてベーンから前記キャビティ内へ排出される空気の円周方向速度を増大する、請求項1記載の冷却システム。

【請求項3】 前記回転部品がタービンロータと圧縮機ロータとを含んでいて、上記タービンロータと上記圧縮機ロータの各フランジ(34、36)が互いに結合して前記キャビティ内に位置しており、前記ベーンが抽気の向きを上記フランジの上部及びその回転方向へと転向させる、請求項1記載の冷却システム。

【請求項4】 前記抽気路がプレナム(40)と連通していて、該プレナムから前記ベーンに抽気が行われるように前記通路が上記プレナムと連通した位置にある、請求項1記載の冷却システム。

【請求項5】 前記抽気路と前記キャビティの間に漏出流経路(46)を含んでいて、上記漏出流経路内の前記固定部品と前記回転部品の間の漏れシール(48)が前記抽気路と前記キャビティの間に圧力降下を引き起こしてベーンから前記キャビティ内へ排出される空気の円周方向速度を増大し、かつ前記回転部品がタービンロータと圧縮機ロータとを含んでいて、上記タービンロータと上記圧縮機ロータの各フランジ(34、36)が互いに結合して前記キャビティ内に位置しており、前記ベーンが抽気の向きを上記フランジの上部及び回転方向へと転向させる、請求項1記載の冷却システム。

【請求項6】 前記回転部品がタービンロータと圧縮機ロータとを含んでいて、上記タービンロータと上記圧縮機ロータの各フランジ(34、36)が互いに結合して前記キャビティ内に位置しており、前記ベーン(54)が抽気の向きを上記フランジの上部及び回転方向へと転向させ、前記通路が前記軸を中心にして円周方向に互いに離隔して配置され、前記ベーンが前記キャビティ内に前記通路の出口に配置される、請求項1記載の冷却システム。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の技術的背景】本発明はタービンの回転部品を冷却するための冷却システムに関するものであり、具体的には、冷却すべき回転部品と略同じ円周方向の冷却流を与える冷却システムに関する。

【0002】例えばタービンと圧縮機の組合せのようなターボ機械においては、機械の種々の回転部分を冷却する必要がある。そのため圧縮機吐出空気を圧縮機から抽出するのが通例である。機械性能の向上に対する継続的な要求の結果、冷却媒体供給温度が上昇するとともにハードウェア冷却用に配分される抽気つまり寄生流が低減した。つまり、圧縮機の吐出空気のうち冷却用に利用される割合が増えると、機械性能が落ちる。回転部品(例えば圧縮機とタービンロータとのフランジ接続部)の冷却に、ある特定の問題が生じる。回転部品の表面速度に達するまでに冷却媒体に加わる熱量が増えたため、冷却効果が下がり、寄生冷却流の必要量が増える。したがって、回転部品の冷却に要する仕事を大幅に低減して寄生冷却流を低減できるターボ機械用冷却システムに対するニーズが明らかに存在する。

【0003】

【発明の概要】本発明の好ましい実施形態では、空気は圧縮機吐出側から抽気され、複数の略軸方向に延在する抽出通路に供給される。通路は、例えば、内側バレル内に、タービンロータと圧縮機ロータとのフランジ接続部の圧縮機側に位置し得る。好ましくは、通路を通して圧縮機吐出空気の抽気がロータフランジを取り囲んだ下流キャビティへと流れるように、抽気は通路の上流側のプレナムに供給される。通路内を略軸方向に流れる圧縮機吐出空気の抽気の向きは、略円周方向、つまり回転部品(例えばロータフランジ)の回転の接線方向に転向される。通路の出口に1以上のベーンを配置することによって空気を転向させ、キャビティ内に流れ込む冷却空気が回転部品の略接線方向でしかも回転部品と同じ回転方向に流れるようにする。冷却空気を回転接線方向に噴射することで、回転部品の接線方向に冷却空気を流すためにターボ機械が行なう仕事が最小となり、それによって低い冷却温度が得られるようになる。このように低い温度が得られるのは、冷却空気が回転部品の接線方向表面速度に近づく際の風損による温度上昇が減ることによる。風損の低減は性能面でも有益であり、ロータから冷却媒体への仕事の移動が減る。

【0004】抽気プレナムから回転部品周囲の静止部品の間を通る漏出流は、漏れシールを通して供給される。シールは、ラビリンスシールの形態でも、ブラシシールの形態でも、結合ラビリンス又はブラシシールでもよいし、或いはその他のタイプのシールでもよい。漏れシールは抽気供給プレナムとキャビティの間に差圧を与え、ベーンからキャビティ内へ回転部品の略回転方向に流れ

込む冷却空気の速度を増大させる。したがって、できるだけ効果的な漏れシールを与えることで、冷却媒体温度が下がり、その分、圧縮機吐出流路から冷却用に抽出される寄生流の必要量が減る。

【0005】本発明の好ましい実施形態では、タービンと、圧縮機と、キャビティ内で軸を中心に回転部品と、該回転部品及びキャビティの周囲の固定部品とを有するターボ機械における冷却システムであって、上記回転部品を冷却するため圧縮機の吐出空気の一部を分岐する抽気路、抽気を上記キャビティ内へと流すため上記抽気路と連通した複数の別個の略軸方向に延在する通路、及び回転部品を冷却するため上記キャビティ内に流れ込む抽気の向きを略円周方向及び上記回転部品の回転方向へと転向させるための上記通路内のベーンを含んでなる冷却システムが提供される。

【0006】本発明のさらに好ましい実施形態では、タービンと、圧縮機と、キャビティ内で軸を中心に回転部品と、該回転部品及びキャビティの周囲の固定部品とを有するターボ機械において上記回転部品を冷却するための方法であって、圧縮機吐出空気を通過路に抽出する段階、圧縮機吐出空気から抽出された抽気部分と連通した複数の略軸方向に延在する通路に抽気の一部を流す段階、及び通路内を流れる上記抽気部分の向きを略円周方向に転向させて上記回転部分に排出ししかも上記回転部品の回転方向と略同じ方向へ転向させて上記回転部品を冷却する段階を含んでなる方法が提供される。

【0007】

【発明の実施の形態】まず図面、特に図1を参照すると、本発明の好ましい実施形態による冷却システムを組み込んだターボ機械（全体を符号10で示す）が示してある。ターボ機械10は圧縮機セクション12とタービンセクション14を含んでいる。圧縮機セクション12は、外側の固定部品（静止部品ともいう）16と、圧縮機ブレードが装着された圧縮機ホイール20と結合しているロータ18とを含んでいる。空気は、矢印22で示すように環状流路に沿って圧縮され、タービンセクション14へと流れる。

【0008】タービンセクション14は固定又は静止部品24と複数のタービン段を含んでおり、各段は静翼26と、タービンロータ32の一部をなすタービンホイール30上の回転可能なタービン動翼28とを含んでいる。圧縮機ロータ18とタービンロータ32の接続端はそれぞれフランジ34、36を有しており、フランジを互いにさねはぎ継ぎしてボルトで留め（図示していない）で、固定部品（例えば、内側バレル39）で取り囲まれたキャビティ38内部で回転部品を構成する。

【0009】本発明の好ましい実施形態では、シール漏出流と混合されるバイパス流をロータのフランジ接続部の冷却に望ましい量に調量し、流れの向きを軸方向から、冷却流の温度を下げてロータ調温するのに望ましい

円周方向へと効率的に転向させ、かつシール漏出流と混合してフランジ調温するのに最適なフランジキャビティ38内部の位置に流れを向けるための冷却システムが提供される。具体的には、抽気は、環状通路22を流れる圧縮機吐出空気から抽出されて、圧縮機ロータ18の環状プレナム40へと流れ込む。プレナムに抽気を供給するため1以上の抽気路42を設けてもよい。圧縮機抽気をプレナム40からキャビティ38へと流すため、圧縮機ロータ18を中心とした円周方向に離隔した位置に複数の別個の略軸方向延在通路44が配置される。加えて、静止部品と圧縮機ロータ18の間の環状漏出経路46には漏れシール48が設けられる。漏れシールは、例えば、複数のラビリンスシール又はブラシシール又はラビリンスシールとブラシシールの組合せからなるものでもよいし、或いは別のタイプのシールからなるものでもよい。漏れシール48を備えた環状漏出経路46はプレナム40とキャビティ38の間に圧力降下を引き起こすと述べておけば十分である。

【0010】各通路44の出口端は1以上のベーンを含んでいて旋回装置50をなす。図2及び図3に示す通り、装置50は、通路44に流れ込む抽気をキャビティ38内のフランジの回転の接線方向つまり円周方向に転向させるベーン54で画定される複数の内部流路52を有する。換言すれば、各通路44を流れる抽気はフランジ34及び36の回転方向の略接線方向へと転向し、それにより旋回装置50から流出する抽気はフランジ34、36の接線速度に近い速度で出ていく。中央リブ56は、流路52に沿って転向される抽出吐出空気の出口をなす複数の略直線状スロット58の間に設けられる。図4に、空気の出ている方向を矢印60で示してあり、圧縮機ロータ18の回転方向を矢印62で示してある。従って、圧縮機吐出抽気は、冷却空気が軸方向に直接キャビティ38内に流入してしまう場合と比べると格段に低い温度で旋回装置から出ていくことが理解されよう。さらに、圧縮機吐出抽気は風損による付加的な加熱を受けず、そのため冷却に必要な寄生流つまり抽気量が減る。

【0011】以上で説明した構造は付加的な利点も有している。例えば、旋回装置50はチューンが可能であり、ベーンを一定の角度に向けたり、一定の位置に傾けることができる。旋回装置は適所にボルト止め又は溶接できるので、冷却システムの微調整が必要とされる場合には旋回装置を容易に修正することができる。漏れシール48を通過する漏出流はキャビティ38とプレナム40の間に圧力降下を引き起こすことも自明であろう。漏出流を制限すると、圧力降下を増大させることができ、キャビティ38に供給される冷却空気の速度が増す。速度を増すと、それ以外の場合に比べて冷却空気の温度が下がりターボ機械の性能が向上することはいうまでもない。

【0012】以上、現時点で最も実用的で好ましいと思料される実施形態に関して本発明を説明してきたが、本発明は開示した実施形態に限定されるものではなく、特許請求の範囲で特定した技術的思想及び技術的範囲に属する様々な変更及び均等な構成を包含するものである。

【図面の簡単な説明】

【図1】 本発明の好ましい実施形態による冷却システムを示すターボ機械の部分断面図である。

【図2】 冷却空気用ノズルを示す拡大断面図である。

【図3】 図2の概略3-3線断面図である。

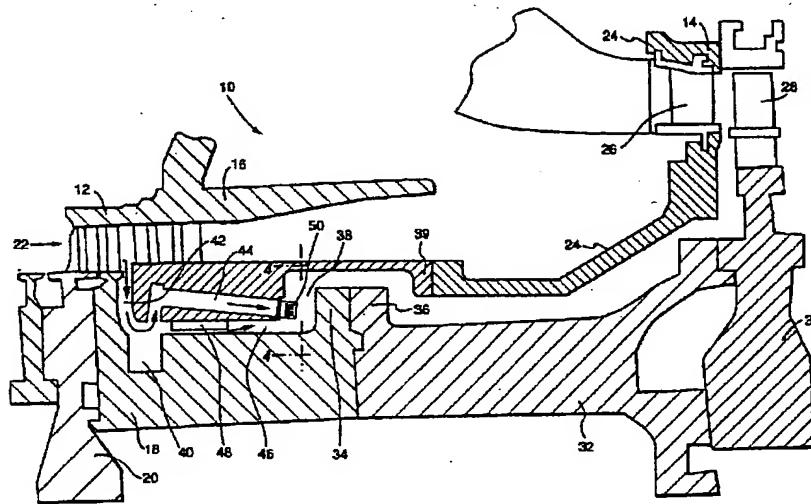
【図4】 図1の概略4-4線部分断面図である。

【符号の説明】

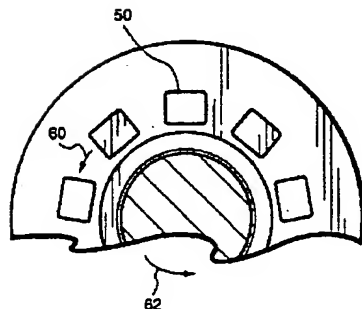
10 ターボ機械
12 圧縮機
14 タービン
18 圧縮機ロータ
20 圧縮機ホイール
26 タービン静翼

28 タービン動翼
30 タービンホイール
32 タービンロータ
34 圧縮機ロータフランジ
36 タービンロータフランジ
38 キャビティ
40 プレナム
42 抽気路
44 略軸方向延在通路
46 漏出経路
48 漏れシール
50 旋回装置
52 内部流路
54 ベーン
56 中央リブ
58 スロット
60 空気の出る方向
62 圧縮機ロータの回転方向

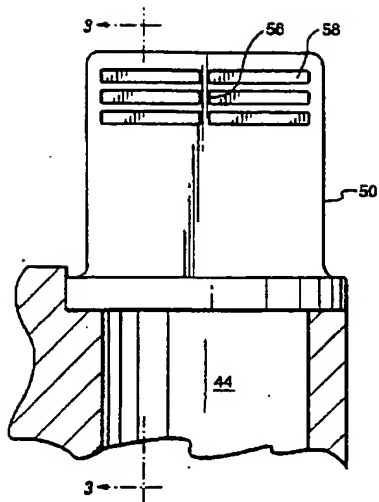
【図1】



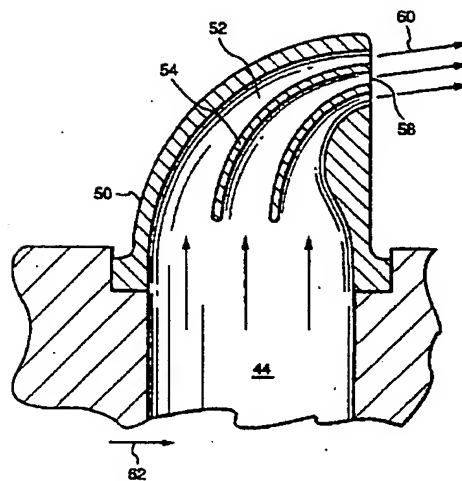
【図4】



【図2】



【図3】



フロントページの続き

(72)発明者 ジェフリー・ジョン・バッキーウィクス
アメリカ合衆国、サウス・カロライナ州、
シンアソンビル、アパートメント・195、
フェアビュー・ロード、630番

【外国語明細書】

1. Title of Invention

APPARATUS AND METHODS FOR COOLING ROTARY COMPONENTS IN A TURBINE

2. Claims

1. In turbomachinery having a turbine (14), a compressor (12), a component (34, 36) rotatable about an axis and in a cavity (38), and a fixed component (39) about said rotatable component and said cavity, a cooling system, comprising:

a bleed air passageway (42) for diverting a portion of compressor discharge air for cooling the rotating component;

a plurality of discrete, generally axially extending passages (44) in communication with said bleed passageway for flowing the bleed air into said cavity; and

vanes (54) in said passages for turning the bleed air flowing into said cavity in a generally circumferential direction and in the general direction of rotation of said rotatable component to cool said rotatable component.

2. A cooling system according to Claim 1 including a leakage flow path (46) between said passageway and said cavity, a leakage seal (48) between said fixed component and said rotatable component in said leakage flow path causing a pressure drop between said passageway and said cavity to increase the circumferential velocity of the air exiting the vanes into said cavity.

3. A cooling system according to Claim 1 wherein said rotatable component comprises a turbine rotor and a compressor rotor, flanges (34, 36) of said turbine rotor and said compressor rotor being joined to one another and being located in said cavity, said vanes turning the bleed air onto and in the direction of rotation of the flanges.

4. A cooling system according to Claim 1 wherein said passageway communicates with a plenum (40), said passages lying in communication with said plenum to flow the bleed air from said plenum and through said vanes.

5. A cooling system according to Claim 1 including a leakage flow path (46) between said passageway and said cavity, a leakage seal (48) between said fixed component and said rotatable component in said leakage flow path causing a pressure drop between said passageway and said cavity to increase the circumferential velocity of the air exiting the vanes into said cavity, said rotatable component comprising a turbine rotor and a compressor rotor, flanges (34, 36) of said turbine rotor and said compressor rotor being joined to one another and being located in said cavity, said vanes turning the bleed air onto and in the direction of rotation of the flanges.

6. A cooling system according to Claim 1 wherein said rotatable component comprises a turbine rotor and a compressor rotor, flanges (34, 36) of said turbine rotor and said compressor rotor being joined to one another and being located in said cavity, said vanes (54) turning the bleed air onto and in the direction of rotation of the flanges, said passages being circumferentially spaced from one another about said axis, said vanes being disposed at exits of said passages and in said cavity.

3. Detailed Description of Invention

BACKGROUND OF THE INVENTION

The present invention relates to a cooling system for cooling rotary components of a turbine and particularly relates to a cooling system for imparting cooling flow in the same general circumferential direction of the rotary component to be cooled.

In turbomachinery, for example, a turbine and compressor combination, various rotating parts of the machinery must be cooled. To accomplish this, compressor discharge air is typically bled from the compressor. Continued demand for increased machine performance has resulted in increasing coolant supply temperatures and reduced bleed or parasitic flow allocated for cooling hardware. That is, machine performance degrades as increasing proportions of compressor discharge air are applied for cooling purposes. A particular problem arises in cooling rotating parts, for example, the flange connection between the compressor and turbine rotor. As a result of increased heat applied to the cooling medium in reaching the surface velocity of the rotating component, reduced cooling effect occurs and the requirement for parasitic cooling flow increases. Accordingly, there is a demonstrable need for a turbomachinery cooling system wherein the work necessary to cool the rotating components is substantially reduced, resulting in decreased parasitic cooling flow.

BRIEF SUMMARY OF THE INVENTION

In accordance with a preferred embodiment of the present invention, air is bled from the compressor discharge and supplied to a plurality of generally axially extending bleed air passages. The passages, for example, may lie within the inner barrel on the compressor side of the flange connections between the turbine and compressor rotors. Preferably, the bleed air is supplied to a plenum on the upstream side of the passages such

that the passages flow the compressor discharge bleed air into a downstream cavity surrounding the rotor flanges. The generally axially flowing bleed compressor discharge air in the passages is turned in a generally circumferential direction, i.e., generally tangential to the direction of rotation of the rotary component, e.g., the rotor flanges. The air is turned by locating one or more vanes at the exit of the passages for flowing cooling air into the cavity in a generally tangential direction and in the same direction of rotation of the rotary component. By injecting the cooling air tangentially with rotation, minimal work is performed by the turbomachinery in flowing the cooling air tangentially of the rotating component, thereby affording a lower cooling temperature. The lower temperature results from less windage heatup of the cooling air in approaching the tangential surface velocity of the rotating component. Reduced windage also provides a performance benefit and less transfer of work from the rotor to the coolant.

Leakage flow from the bleed air plenum between the stationary component surrounding the rotary component is provided through a leakage seal. The seal may be in the form of a labyrinth seal, brush seal, combination labyrinth or brush seals or other types of seals. The leakage seal provides a pressure differential across the bleed air supply plenum and the cavity, affording increased velocity of the cooling air flowing from the vanes into the cavity in the general direction of rotation of the rotary component. Consequently, by providing as effective a leakage seal as possible, a lower coolant temperature is achieved with corresponding reduction in the magnitude of the parasitic flow extracted from the compressor discharge flow path necessary for cooling purposes.

In a preferred embodiment according to the present invention, there is provided in turbomachinery having a turbine, a compressor, a component rotatable about an axis and in a cavity, and a fixed component about the rotatable component and the cavity, a cooling system, comprising a bleed air passageway for diverting a portion of compressor discharge air for cooling the rotating component, a plurality of discrete, generally axially extending

passages in communication with the bleed passageway for flowing the bleed air into the cavity and vanes in the passages for turning the bleed air flowing into the cavity in a generally circumferential direction and in the general direction of rotation of the rotatable component to cool the rotatable component.

In a further preferred embodiment according to the present invention, there is provided in turbomachinery having a turbine, a compressor, a component rotatable about an axis, and a fixed component about the rotatable component, a method of cooling the rotatable component, comprising the steps of bleeding compressor discharge air into a passageway, flowing portions of the bleed air into a plurality of generally axially extending passages in communication with the air portion bled from the compressor discharge air and turning the bleed air portions flowing in the passages in a generally circumferential direction for discharge onto the rotatable component and in the same general direction as the rotation of the rotary component to cool the rotary component.

DETAILED DESCRIPTION OF THE INVENTION

Referring now to the drawing figures, particularly to Figure 1, there is illustrated a turbomachine, generally designated 10, and incorporating a cooling system according to a preferred embodiment of the present invention. The turbomachine 10 includes a compressor section 12 and a turbine section 14. The compressor section 12 comprises an outer fixed or stationary component 16 and a rotor 18 joined to compressor wheels 20 mounting compressor blades. It will be appreciated that air is compressed along an annular flow path, designated by the arrow 22, and flows into the turbine section 14.

Turbine section 14 includes a fixed or stationary component 24 and a plurality of turbine stages, each including a stator blade 26 and a turbine blade 28 rotatable on a turbine wheel 30 forming part of the turbine rotor 32. The adjoining ends of the compressor rotor 18 and turbine rotor 32 carry flanges 34 and 36, respectively, which are rabbeted and bolted to one another by bolts, not shown and form a rotary component within a cavity 38 surrounded by a fixed component, e.g., an inner barrel 39.

In accordance with a preferred embodiment of the present invention, a cooling system is provided for metering desired bypass flow mixed with seal leakage for cooling the flange connection of the rotors, efficiently turning the flow from axial to a desired circumferential direction to lower the temperature of the cooling flow for rotor conditioning and directing the flow at an optimum location within the flange cavity 38 for mixing with seal leakage and conditioning the flange. Particularly, bleed air is taken from the compressor discharge air flowing in annular passage 22 for flow into an annular plenum 40 in the compressor rotor 18. One or more of the bleed air passageways 42 may be provided for supplying plenum 40 with bleed air. A plurality of discrete, generally axially extending passages 44 is provided at circumferentially spaced positions about the compressor rotor 18 for flowing compressor bleed air from the plenum 40 into the cavity 38. Additionally, an

annular leakage flow path 46 between the stationary component and the compressor rotor 18 is provided with a leakage seal 48. For example, the leakage seal may comprise a plurality of labyrinth seals or brush seals or a combination of labyrinth/brush seals or other types of seals. Suffice to say that the annular leakage flow path 46 with the leakage seal 48 creates a pressure drop between the plenum 40 and the cavity 38.

Each of the exit ends of the passages 44 includes one or more vanes comprising a swirl device 50. As illustrated in Figures 2 and 3, the device 50 has a plurality of internal flow paths 52 defined by vanes 54 for turning the bleed air flowing in passage 44 toward a tangential or circumferential direction of rotation of the flanges in cavity 38. That is, the bleed air flowing through each passage 44 is turned into a generally tangential direction in the direction of rotation of the flanges 34 and 36 whereby the bleed air flowing from swirl devices 50 exits at a velocity approaching the tangential velocity of the flanges 34 and 36. A central rib 56 is provided between the generally rectilinear slots 58 forming exits for the bleed discharge air being turned along the flow paths 52. The direction of the exiting air is indicated by the arrows 60 in Figure 4 and the direction of rotation of the compressor rotor 18 is indicated by the arrow 62. Consequently, it will be appreciated that the compressor bleed discharge air exits the swirl devices at a substantially lower temperature than would otherwise be the case if the air was flowing directly axially into the cavity 38. Moreover, the compressor discharge bleed air does not pick up additional heat due to windage and thus less parasitic or bleed air is required for cooling purposes.

The foregoing-described construction has additional advantages. For example, the swirl devices 50 can be tuned, i.e., the vanes can be directed at certain angles and aimed at certain defined locations. Because the swirl devices can be bolted or welded in place, the swirl devices are readily modified if fine adjustments in the cooling system are required. It will also be appreciated that the leakage flow past the leakage seal 48 creates a pressure drop between the cavity 38 and the plenum 40. By limiting the leakage flow,

the pressure drop can be increased, hence increasing the velocity of the cooling air supplied cavity 38. Increased velocity, of course, results in a cooling air temperature lower than otherwise would be the case with improved performance of the turbomachine.

While the invention has been described in connection with what is presently considered to be the most practical and preferred embodiment, it is to be understood that the invention is not to be limited to the disclosed embodiment, but on the contrary, is intended to cover various modifications and equivalent arrangements included within the spirit and scope of the claims.

4. Brief Description of Drawings

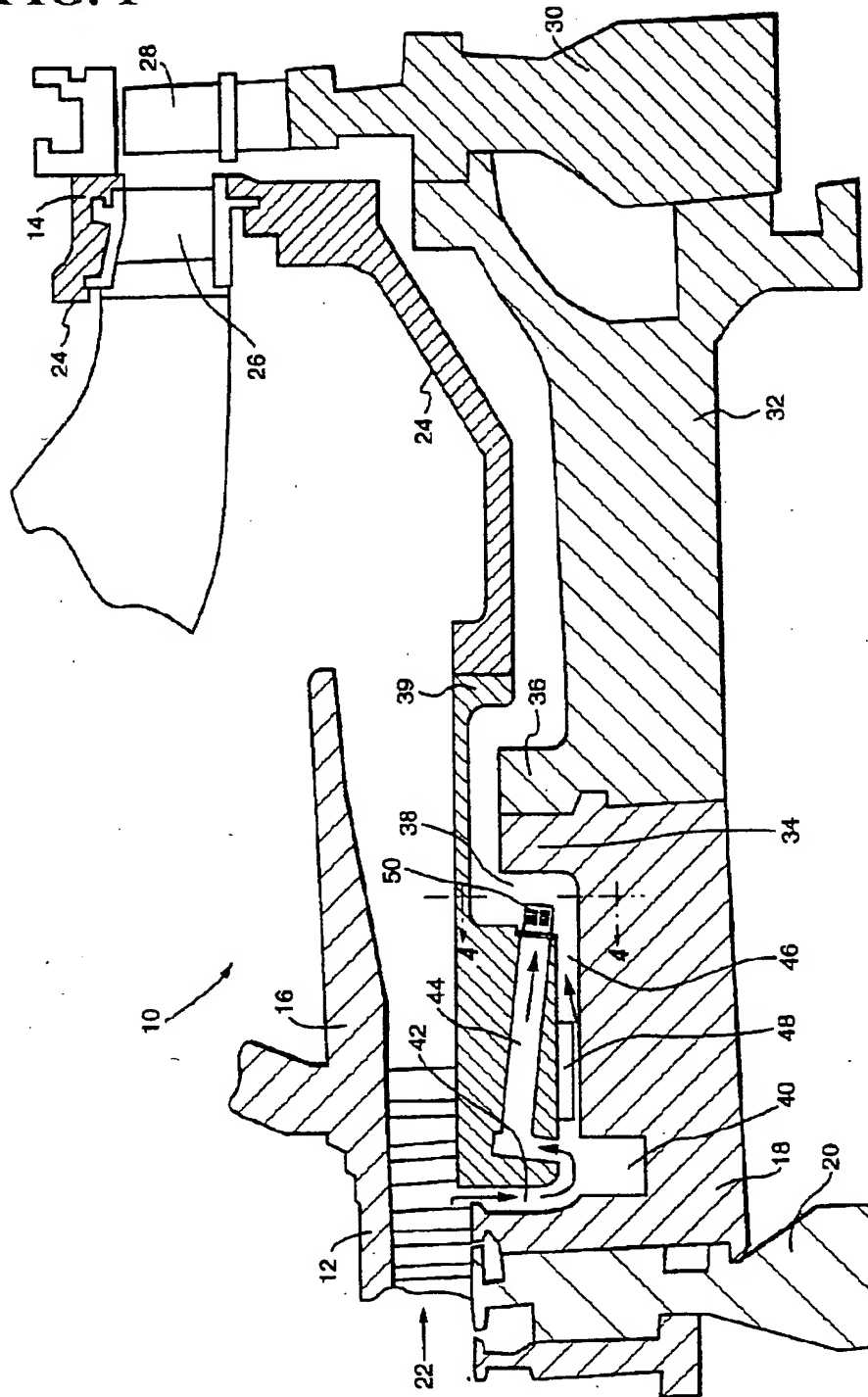
FIGURE 1 is a fragmentary cross-sectional view of a turbomachine illustrating a cooling system according to a preferred embodiment of the present invention;

FIGURE 2 is an enlarged fragmentary cross-sectional view illustrating a nozzle for the cooling air;

FIGURE 3 is a cross-sectional view thereof taken generally about on line 3-3 in Figure 2; and

FIGURE 4 is a fragmentary cross-sectional view taken generally about line 4-4 in Figure 1.

FIG. 1



1. Abstract

A cooling system for turbomachinery includes a compressor bleed air passageway (42) for supplying bleed cooling air to a plurality of circumferentially spaced, generally axially extending passages (44) in communication with a cavity (38) within the inner barrel (39) in which the flanges (34, 36) of the turbine and compressor rotors are secured to one another. The exit ends of the passages have swirl devices (50) for turning the flow from the general axial direction to a tangential direction corresponding to the direction of rotation of the combined rotors. A leakage seal (48) is provided between the rotor and the stationary component to provide a pressure drop across a plenum and cavity to increase the velocity of air flowing into the cavity. Consequently, cooling air is supplied the cavity at a tangential velocity approaching the rotor velocity with reduced windage and lower temperature, thereby improving the performance of the turbomachinery.

2. Representative Drawings:

Figure 1

FIG. 2

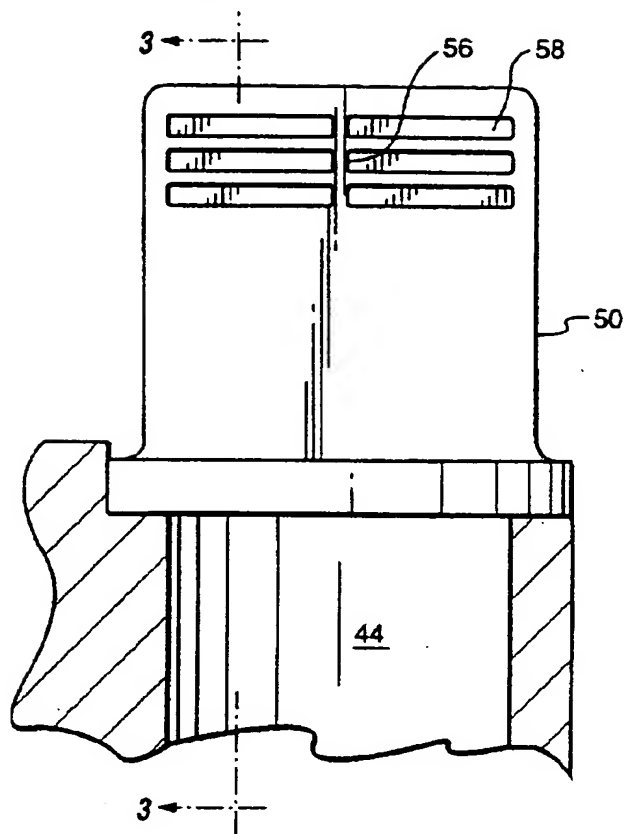


FIG. 3

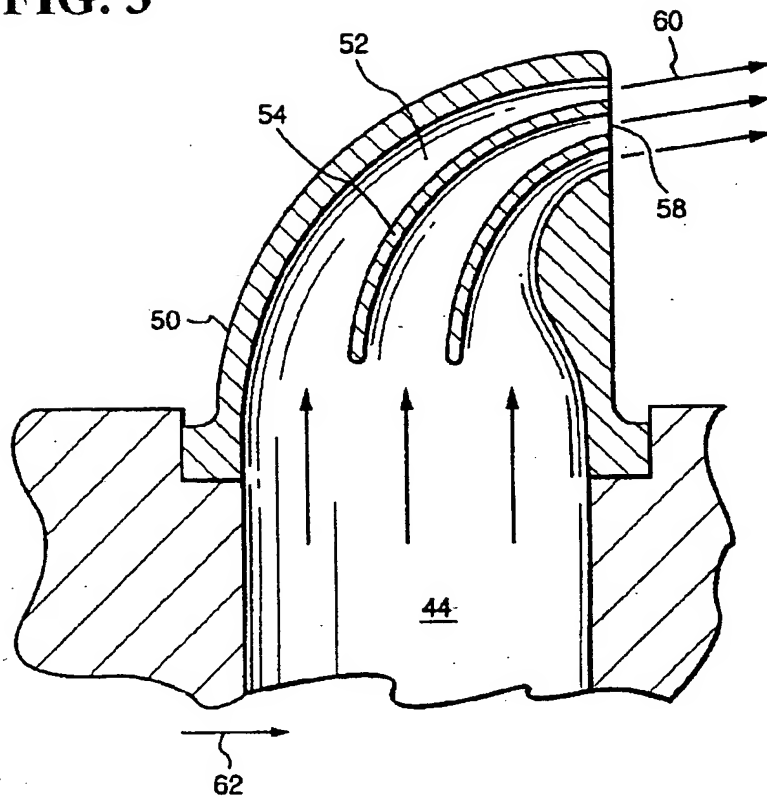


FIG. 4

